

⑫ **EUROPÄISCHE PATENTANMELDUNG**

②① Anmeldenummer: **89116484.0**

⑤① Int. Cl.⁵: **G05D 1/06 , G05D 1/08 , G01P 5/00**

②② Anmeldetag: **07.09.89**

③① Priorität: **09.09.88 DE 3830634**

④③ Veröffentlichungstag der Anmeldung:
14.03.90 Patentblatt 90/11

⑥④ Benannte Vertragsstaaten:
DE ES FR GB IT SE

⑦① Anmelder: **Bodenseewerk Gerätetechnik GmbH**
Alte Nussdorfer Strasse 15 Postfach 1120
D-7770 Überlingen/Bodensee(DE)

⑦② Erfinder: **Krogmann, Uwe**
Zur Asche 24
D-7770 Überlingen Nussdorf(DE)

⑦④ Vertreter: **Weisse, Jürgen, Dipl.-Phys. et al**
Patentanwälte Dipl.-Phys. Jürgen Weisse
Dipl.-Chem. Dr. Rudolf Wolgast Bökenbusch
41 Postfach 11 03 86
D-5620 Velbert 11 Langenberg(DE)

⑤④ **Flugdatengeber.**

⑤⑦ Ein Flugdatengeber zur Erzeugung von Anstellwinkel-, Schiebewinkel- und Fluggeschwindigkeitssignalen enthält Flugdatensensoren (16). Die Sensorsignale sind auf Koordinatentransformationsmittel (18) aufgeschaltet, durch welche die Fluggeschwindigkeit nach Maßgabe der Anstell- und Schiebewinkel als flugzeugbezogener Fluggeschwindigkeitsvektor in ein flugzeugfestes Koordinatensystem transformierbar ist. Es wird die Differenz eines inertial gewonnenen, auf ein flugzeugfestes Koordinatensystem bezogenen inertialen Geschwindigkeitsvektors und des flugzeugbezogenen Fluggeschwindigkeitsvektors als flugzeugbezogener Windvektor gebildet. Der Windvektor ist auf ein Filter (24) aufgeschaltet, das ein Markov - Modell erster Ordnung darstellt zur Erzeugung eines Schätzwertes des Windvektors. Weiter wird die Differenz des inertialen Geschwindigkeitsvektors und des Windvektors als Schätzwert des flugzeugbezogenen Fluggeschwindigkeitsvektors gebildet. Aus dem Schätzwert des flugzeugbezogenen Fluggeschwindigkeitsvektors werden Signale erzeugt, welche Schätzwerte des Anstellwinkels und des Schiebewinkels darstellen. Weiter ist eine Vorrichtung (36) zur Kontrolle der Flugdatensensoren auf Verfügbarkeit und Gültigkeit

vorgesehen ist, welche bei einer Störung von Flugdatensensoren ein Steuersignal liefert, durch welches die letzten Werte des Windvektors vor der Störung der Flugdatensensoren, so daß das Markov - Filter mit diesen festgehaltenen Werten als Eingangswerten weiterarbeitet.

EP 0 358 205 A1

Flugdatengeber

Technisches Gebiet

Die Erfindung betrifft einen Flugdatengeber zur Erzeugung von Anstellwinkel-, Schiebewinkel und Fluggeschwindigkeitssignalen, enthaltend

(a) Flugdatensensoren, welche Sensorsignale nach Maßgabe des Anstellwinkels, des Schiebewinkels und der Fluggeschwindigkeit liefern,

(b) Koordinatentransformationsmittel, auf welche die Sensorsignale aufgeschaltet sind und durch welche die Fluggeschwindigkeit nach Maßgabe der Anstell- und Schiebewinkel als flugzeugbezogener Fluggeschwindigkeitsvektor in ein flugzeugfestes Koordinatensystem transformierbar ist,

(c) Mittel zur Bildung der Differenz eines inertial gewonnenen, auf ein flugzeugfestes Koordinatensystem bezogenen inertialen Geschwindigkeitsvektors und des flugzeugbezogenen Fluggeschwindigkeitsvektors als flugzeugbezogener Windvektor, und

(d) Mittel zur Bildung der Differenz des inertialen Geschwindigkeitsvektors und des Windvektors zur Bildung eines Schätzwertes des flugzeugbezogenen Fluggeschwindigkeitsvektors und

(e) Mittel zur Erzeugung von Signalen, welche Schätzwerte des Anstellwinkels und des Schiebewinkels darstellen, aus dem Schätzwert des flugzeugbezogenen Fluggeschwindigkeitsvektors.

Zugrundeliegender Stand der Technik

Durch die EP-A2-0 263 777 ist ein Flugdatengeber bekannt, der dazu dient, bei Ausfall von Flugdatensensoren für eine gewisse Zeit noch Schätzwerte für die Flugdaten Fluggeschwindigkeit (True Airspeed), Anstellwinkel und Schiebewinkel zu liefern.

Diese Flugdaten sind auf den Flugregler des Flugzeugs aufgeschaltet und für die Funktion des Flugreglers zur Stabilisierung des Flugzeuges wesentlich. Ein Ausfall von Flugdatensensoren ist daher ganz besonders kritisch bei Flugzeugen geringer Eigenstabilität, für welche das Funktionieren des Flugreglers lebenswichtig ist. Trägheitssensoren wie Kreisel und Beschleunigungsmesser sind aus diesem Grunde redundant vorgesehen, so daß bei Ausfall eines Trägheitssensors andere Trägheitssensoren die Funktion aufrechterhalten. Einer ausreichenden Vermehrfachung von Flugdatensensoren sind jedoch häufig aus geometrischen Gründen Grenzen gesetzt, so daß der geforderte Sicherheitsgrad auf diese Weise oft nicht erreichbar ist.

Ein weiteres Problem ergibt sich daraus, daß die Signale der Flugdatensensoren stark verrauscht

sind und durch das Strömungsverhalten bei bestimmten Flugmanövern auch kurzzeitig ausfallen können. Solche Signale lassen sich in dem Flugregler schlecht verarbeiten.

In dem Flugzeug ist eine aus Beschleunigungsmessern und Kreiseln aufgebaute, hochzuverlässige Inertialmeßeinheit (IMU) vorgesehen, die Fluglagewinkel und auch eine inertial gemessene Geschwindigkeit liefert, also die Lage und Geschwindigkeit des Flugzeugs gegenüber dem inertialen Raum. Durch Vermehrfachung der Sensoren hat diese Inertialmeßeinheit den erforderlichen Grad von Zuverlässigkeit und Fehlertoleranz. Weiterhin ist in dem Flugzeug eine hochgenaue Trägheitsnavigationsanlage (INS) vorgesehen, die ebenfalls eine inertiale Geschwindigkeit liefert.

Nach der EP-A2-0263 777 wird die Inertialmeßeinheit benutzt, um bei einem Ausfall eines Flugdatensensors für eine begrenzte Zeit, die zur Landung ausreichen kann, Schätzwerte für die Flugdaten zu gewinnen. Zu diesem Zweck wird laufend anhand der gemessenen Anstell- und Schiebewinkel die Fluggeschwindigkeit (True Airspeed) in ein flugzeugfestes Koordinatensystem transformiert. Es wird so ein flugzeugbezogener Fluggeschwindigkeitsvektor erhalten. Aus dem inertialen Geschwindigkeitsvektor der Inertialmeßeinheit und dem inertialen Geschwindigkeitsvektor der Trägheitsnavigationsanlage (INS) wird durch ein Optimalfilter ein Schätzwert für den inertialen Geschwindigkeitsvektor gewonnen, der durch eine Koordinatentransformation ebenfalls in ein flugzeugfestes Koordinatensystem transformiert wird. Aus der Differenz des flugzeugbezogenen Fluggeschwindigkeitsvektors und des inertialen Geschwindigkeitsvektors wird ein Windvektor gebildet und laufend auf ein Register gegeben. Aus diesem Windvektor und dem Schätzwert des inertialen Geschwindigkeitsvektors werden die Schätzwerte für Anstell- und Schiebewinkel und für die Fluggeschwindigkeit gewonnen. Im Normalbetrieb werden diese Schätzwerte zur Überprüfung des beschriebenen Kreises verwendet. Dadurch wird sichergestellt, daß in dem Register tatsächlich ständig der Vektor der Windgeschwindigkeit gespeichert ist.

Bei Ausfall eines Flugdatensensors werden die zuletzt vor dem Ausfall in das Register eingelesenen Komponenten des Windvektors festgehalten. Der Flugregler wird von den Schätzwerten der Flugdaten beaufschlagt. Es wird dabei angenommen, daß sich der Windvektor während dieses "Notbetriebes" nicht ändert.

Offenbarung der Erfindung

Der Erfindung liegt die Aufgabe zugrunde, bei einem Flugdatengeber der eingangs definierten Art Änderungen des Windvektors in Rechnung zu stellen.

Der Erfindung liegt weiter die Aufgabe zugrunde, dem Flugregler im Normalbetrieb oder im Notbetrieb wenig verrauschte, ständig ohne Unterbrechungen verfügbare Flugdaten zur Verfügung zu stellen.

Erfindungsgemäß wird diese Aufgabe dadurch gelöst, daß

(f) der Windvektor auf ein Filter aufgeschaltet ist, das ein Markov - Modell erster Ordnung darstellt zur Erzeugung eines Schätzwertes des Windvektors.

Ein Markov - Modell bestimmt die zeitlichen Änderungen einer stochastischen Größe, hier der Komponenten des Windvektors, aus den in einem bestimmten Zeitpunkt vorliegenden Werten der Größe. Parameter dieses Modells werden empirisch bestimmt. Durch das Filter wird im Normalbetrieb ein Schätzwert des Windvektors mit geringem Rauschen und ohne Unterbrechungen geliefert, der den Flugregler zur Stabilisierung des Flugzeugs beaufschlagt.

Eine bevorzugte Ausführung der Erfindung besteht darin, daß

(a) eine Vorrichtung zur Kontrolle der Flugdatensensoren auf Verfügbarkeit und Gültigkeit vorgesehen ist, welche bei einer Störung von Flugdatensensoren ein Steuersignal liefert, und

(b) das Steuersignal auf das Markov - Filter aufgeschaltet ist zum Festhalten der letzten Werte des Windvektors vor der Störung der Flugdatensensoren, so daß das Markov - Filter mit diesen festgehaltenen Werten als Eingangswerten weiterarbeitet.

Bei Ausfall von Flugdatensensoren wird der dann vorliegende Windvektor festgehalten. Das ein Markov - Modell darstellende Filter arbeitet ausgehend von diesem festgehaltenen Windvektor zur laufenden weiteren Bestimmung von Schätzwerten des Windvektors. Mit diesen so erhaltenen Schätzwerten und dem von der Inertialmeßeinheit gelieferten inertialen Geschwindigkeitsvektor werden die Schätzwerte für die Flugdaten gewonnen. Auf diese Weise werden Änderungen des Windvektors wenigstens in einem Modell berücksichtigt.

Ein Ausführungsbeispiel der Erfindung ist nachstehend unter Bezugnahme auf die zugehörige Zeichnung näher erläutert.

Kurze Beschreibung der Zeichnung

Die Zeichnung ist ein Blockdiagramm eines Flugdatengebers mit einem ein Markov - Modell erster Ordnung darstellenden Filter zur Erzeugung

von rauscharmen, ununterbrochenen Schätzwerten der Flugdaten, wobei das Filter bei Ausfall von Flugdatensensoren unter Berücksichtigung des zuletzt vor diesem Ausfall gemessenen, festgehaltenen Windvektors Schätzwerte für den Windvektor liefert, die mit einem inertialen Geschwindigkeitsvektor zur Bestimmung des Fluggeschwindigkeitsvektors kombiniert wird.

Bevorzugte Ausführung der Erfindung

In der Figur ist mit 10 ein Fluggeschwindigkeitssensor bezeichnet, der ein dem Absolutbetrag der Fluggeschwindigkeit entsprechendes Signal liefert. Ein Anstellwinkelsensor 12 liefert ein den Anstellwinkel des Flugzeugs wiedergebendes Signal. Ein Schiebewinkelsensor 14 liefert ein den Schiebewinkel β wiedergebendes Signal. Der Fluggeschwindigkeitssensor 10, der Anstellwinkelsensor 12 und der Schiebewinkelsensor 14, die ggf. vervielfacht vorgesehen sind, bilden zusammen mit den zugehörigen Signalaufbereitungsmitteln die Flugdatensensor 16, der in der Figur als Block dargestellt ist. Die Signale von dem Flugdatensensor werden einer Koordinatentransformation unterworfen, wie durch Block 18 dargestellt ist. Dabei wird die Fluggeschwindigkeit (True Airspeed) nach Maßgabe von Anstellwinkel und Schiebewinkel β in ein flugzeugfestes Koordinatensystem transformiert. Es wird so ein flugzeugbezogener Fluggeschwindigkeitsvektor v_T^F mit den Komponenten u, v und w erhalten. Eine Inertialmeßeinheit 20, die nach Art der EP-A2-0263 777 ausgebildet sein kann, liefert einen inertialen Geschwindigkeitsvektor, der die Geschwindigkeit des Flugzeuges gegenüber dem inertialen Raum bezogen auf ein flugzeugfestes Koordinatensystem wiedergibt. Dieser inertiale Geschwindigkeitsvektor ist mit v^F bezeichnet. Zur Bildung des Windvektors mit den Komponenten w_x, w_y und w_z wird die Differenz des flugzeugbezogenen Fluggeschwindigkeitsvektors und des inertialen Geschwindigkeitsvektors gebildet. Das ist durch Block 22 dargestellt. Der so erhaltene Windvektor ist auf ein Filter 24 geschaltet, das ein Markov - Modell erster Ordnung darstellt. Wie durch Block 26 dargestellt ist, werden Schätzwerte für die Zeitableitungen der Komponenten des Windvektors nach folgender Beziehung gebildet:

$$\dot{\hat{w}}_x = -\frac{1}{T_x} w_x + K_x(w_x - \hat{w}_x)$$

$$\dot{\hat{w}}_y = -\frac{1}{T_y} w_y + K_y(w_y - \hat{w}_y)$$

$$\dot{\hat{w}}_z = -\frac{1}{T_z} w_z + K_z(w_z - \hat{w}_z)$$

Darin sind T_x, T_y und T_z Zeitkonstanten und k_x, k_y und k_z Korrekturfaktoren, die empirisch bestimmt werden.

Die so erhaltenen Zeitableitungen werden, wie durch Block 28 dargestellt ist, zeitlich integriert und liefern Schätzwerte für die Komponenten des Windvektors. Diese Schätzwerte werden wieder auf Block 26 zurückgeführt, wie durch die Verbindung 30 dargestellt ist.

Der so erhaltene Schätzwert für den Windvektor wird von dem inertialen Geschwindigkeitsvektor subtrahiert, wie durch Block 32 dargestellt ist. Es werden dadurch Schätzwerte u, v und w für die Komponenten des flugzeugbezogenen Fluggeschwindigkeitsvektors erhalten. Aus diesen Komponenten werden gemäß Block 34 Signale erzeugt, welche Schätzwerte $\hat{\alpha}, \hat{\beta}, \hat{\gamma}$ und für Anstellwinkel, Schiebewinkel und Fluggeschwindigkeit liefern. Die Bildung dieser Schätzwerte erfolgt nach folgenden Beziehungen:

$$\hat{\beta} = \arcsin \left[\frac{\hat{v}}{|\hat{V}_T|} \right]$$

$$\hat{\alpha} = \arcsin \left[\frac{\hat{w}}{(\hat{U}^2 + \hat{w}^2)^{1/2}} \right]$$

oder

$$\hat{\alpha} = \arccos \frac{\hat{U}}{(\hat{U}^2 + \hat{w}^2)^{1/2}}$$

$$|\hat{V}_T| = (\hat{U}^2 + \hat{v}^2 + \hat{w}^2)^{1/2}$$

Block 34 beinhaltet auch eine Quadrantenlogik, welche bestimmt, nach welcher der beiden angegebenen Beziehungen der Schätzwert des Anstellwinkels gebildet wird.

Diese Signale können auch im Normalbetrieb auf den Flugregler geschaltet sein. Sie sind weniger verrauscht als die Originalsignale der Flugdatensensoren und sind ständig ohne Unterbrechungen verfügbar. Wenn die Flugdatensensoren 16 ausfallen, dann wird das von einer Vorrichtung 36 zur Kontrolle der Verfügbarkeit und Gültigkeit der Flugdaten festgestellt. Die Vorrichtung 36 gibt bei Ausfall der Flugdatensensoren 16 ein Signal an das Filter 24, wie durch Line 38 dargestellt ist. Durch dieses Signal werden die zum Zeitpunkt des Ausfalles auf das Filter 24 aufgeschalteten Komponenten w_x, w_y und w_z des Windvektors festgehalten. Das Filter 24 arbeitet weiterhin mit diesen festgehaltenen Komponenten und liefert nach dem Markov-Modell Schätzwerte \hat{W}_x, \hat{W}_y und \hat{W}_z für die Komponenten des Windvektors. Diese werden in

der beschriebenen Weise weiterverarbeitet und liefern Schätzwerte für die Flugdaten, die weiterhin auf den Flugregler gegeben werden können.

Damit bleibt der Flugdatengeber auch nach Ausfall der Flugdatensensoren noch für eine Zeit in Betrieb, die in vielen Fällen ausreicht, das Flugzeug noch zu landen.

Im Gegensatz zu der EP-A2-0 263 777 wird bei dem vorliegenden Flugdatengeber der inertielle Geschwindigkeitsvektor ausschließlich von einer Inertialmeßeinheit geliefert, also ohne Benutzung eines Meßwertes der Trägheitsnavigationsanlage.

15 Ansprüche

1. Flugdatengeber zur Erzeugung von Anstellwinkel-, Schiebewinkel und Fluggeschwindigkeitssignalen, enthaltend

(a) Flugdatensensoren (16), welche Sensorsignale nach Maßgabe des Anstellwinkels, des Schiebewinkels und der Fluggeschwindigkeit liefern,

(b) Koordinatentransformationsmittel (18), auf welche die Sensorsignale aufgeschaltet sind und durch welche die Fluggeschwindigkeit nach Maßgabe der Anstell- und Schiebewinkel als flugzeugbezogener Fluggeschwindigkeitsvektor in ein flugzeugfestes Koordinatensystem transformierbar ist,

(c) Mittel (22) zur Bildung der Differenz eines inertial gewonnenen, auf ein flugzeugfestes Koordinatensystem bezogenen inertialen Geschwindigkeitsvektors und des flugzeugbezogenen Fluggeschwindigkeitsvektors als flugzeugbezogener Windvektor, und

(d) Mittel (32) zur Bildung der Differenz des inertialen Geschwindigkeitsvektors und des Windvektors zur Bildung eines Schätzwertes des flugzeugbezogenen Fluggeschwindigkeitsvektors und

(e) Mittel (34) zur Erzeugung von Signalen, welche Schätzwerte des Anstellwinkels und des Schiebewinkels darstellen, aus dem Schätzwert des flugzeugbezogenen Fluggeschwindigkeitsvektors.

dadurch gekennzeichnet, daß

(f) der Windvektor auf ein Filter (24) aufgeschaltet ist, das ein Markov-Modell erster Ordnung darstellt zur Erzeugung eines Schätzwertes des Windvektors.

2. Flugdatengeber nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, daß**

(a) eine Vorrichtung (36) zur Kontrolle der Flugdatensensoren (16) auf Verfügbarkeit und Gültigkeit vorgesehen ist, welche bei einer Störung von Flugdatensensoren (16) ein Steuersignal liefert, und

(b) das Steuersignal auf das Filter (24) auf-

geschaltet ist zum Festhalten der letzten Werte des Windvektors vor der Störung der Flugdatensensoren (16), so daß das Filter (24) mit diesen festgehaltenen Werten als Eingangswerten weiterarbeitet.

3. Flugdatengeber nach Anspruch 1 oder 2, **dadurch gekennzeichnet, daß** der inertielle Geschwindigkeitsvektor ausschließlich von einer Inertialmeßeinheit (20) geliefert wird.

5

10

15

20

25

30

35

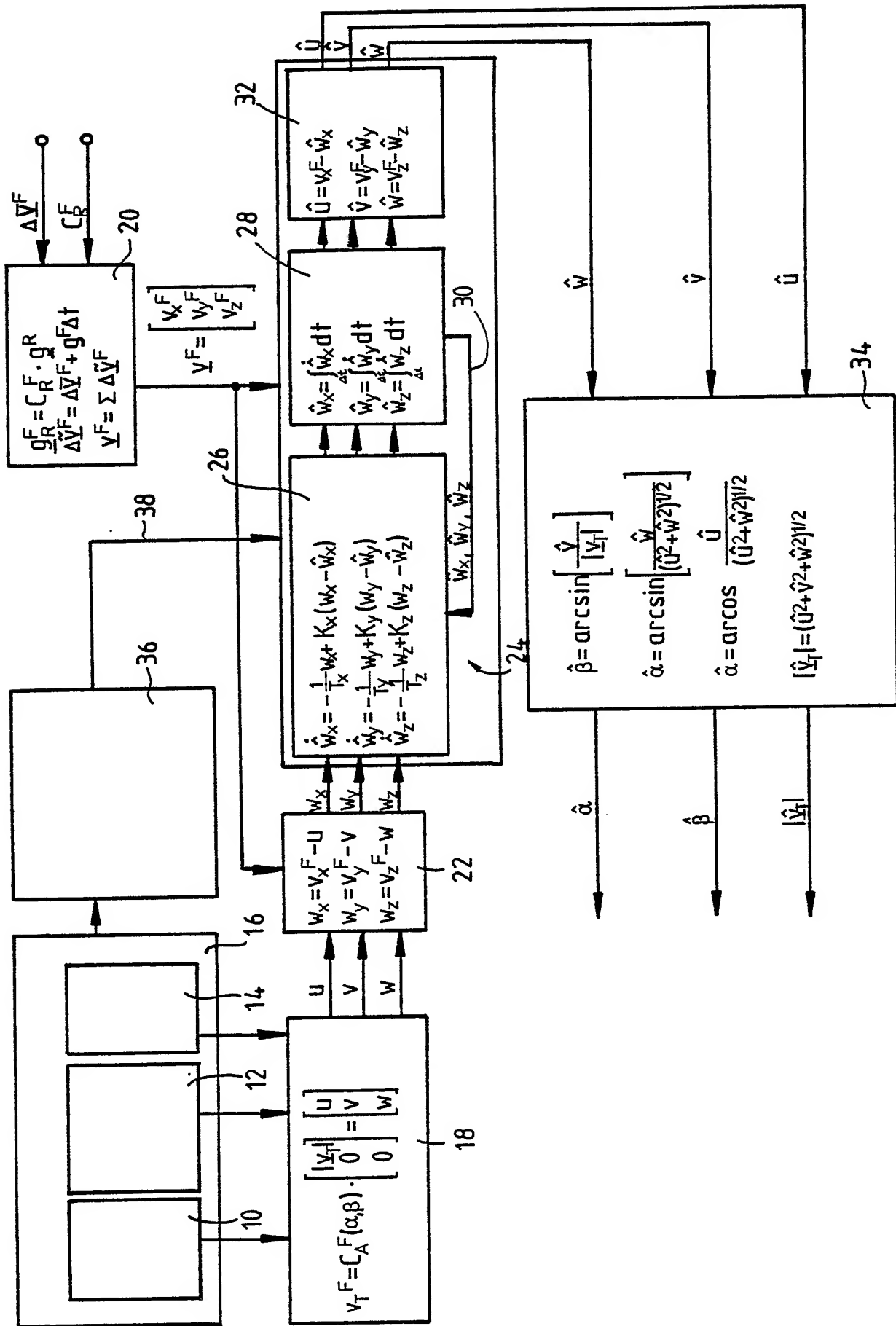
40

45

50

55

5





EINSCHLÄGIGE DOKUMENTE			
Kategorie	Kennzeichnung des Dokuments mit Angabe, soweit erforderlich, der maßgeblichen Teile	Betrifft Anspruch	KLASSIFIKATION DER ANMELDUNG (Int. Cl.5)
A	EP-A-0179197 (BODENSEEWERK GERATETECHNIK GMBH) * Ansprüche 1-4; Figuren 1-8 * ---	1-3	G05D1/06 G05D1/08 G01P5/00
P	EP-A-0322532 (BODENSEEWERK GERATETECHNIK GMBH) * Seite 3, Zeile 43 - Seite 5, Zeile 55; Figuren 1-3 * ---	1, 3	
D,A	EP-A-0263777 (BODENSEEWERK GERATETECHNIK GMBH) * Seite 4, Zeile 43 - Seite 15, Zeile 30; Figuren 1-24 * ---	1	
A	ZEITSCHRIFT FÜR FLUGWISSENSCHAFTEN UND WELTRAUMFORSCHUNG. vol. 9, no. 6, 01 November 1985, KOLN DE Seiten 376 - 382; R.Brockhaus: "Ein Vorschlag für die Wahl der zustandsvariablen in der Bewegungsgleichungen von Flugzeugen unter Windeinfluss." * Seite 376, Zeile 1 - Seite 382, Zeile 40; Figuren 1-3 * ---	1	
P	WO-A-8810458 (SOCIETE NATIONALE INDUSTRIELLE AEROSPATIALE) * Seite 21, Zeile 9 - Seite 26, Zeile 19; Figuren 1-4 * ---	1	RECHERCHIERTE SACHGEBIETE (Int. Cl.5)
A	DE-A-3145389 (DEUTSCHE FORSCHUNGS UND VERSUCHANSTALT FÜR LUFT UND RAUMFAHRT.) * Seite 5, Zeile 5 - Seite 10, Zeile 22; Figuren 1-8 * -----	1	G05D G01P G01C
Der vorliegende Recherchenbericht wurde für alle Patentansprüche erstellt			
Recherchenort DEN HAAG		Abschlußdatum der Recherche 13 OKTOBER 1989	Prüfer FOURRICHON P.M.L.
KATEGORIE DER GENANNTEN DOKUMENTE			
X : von besonderer Bedeutung allein betrachtet Y : von besonderer Bedeutung in Verbindung mit einer anderen Veröffentlichung derselben Kategorie A : technologischer Hintergrund O : nichtschriftliche Offenbarung P : Zwischenliteratur		T : der Erfindung zugrunde liegende Theorien oder Grundsätze E : älteres Patentdokument, das jedoch erst am oder nach dem Anmeldedatum veröffentlicht worden ist D : in der Anmeldung angeführtes Dokument L : aus andern Gründen angeführtes Dokument & : Mitglied der gleichen Patentfamilie, übereinstimmendes Dokument	

PUB-NO: EP000358205A1
DOCUMENT-IDENTIFIER: EP 358205 A1
TITLE: Flight data transmitter.
PUBN-DATE: March 14, 1990

INVENTOR-INFORMATION:

NAME	COUNTRY
KROGMANN, UWE	N/A

ASSIGNEE-INFORMATION:

NAME	COUNTRY
BODENSEEWERK GERAETETECH	DE

APPL-NO: EP89116484
APPL-DATE: September 7, 1989

PRIORITY-DATA: DE03830634A (September 9, 1988)

INT-CL (IPC): G01P005/00 , G05D001/06 ,
G05D001/08

EUR-CL (EPC): G01P005/00 , G05D001/06

US-CL-CURRENT: 73/178R

ABSTRACT:

A flight data transmitter for generating angle-of-incidence, angle- of-side-slip and airspeed

signals contains flight data sensors (16). The sensor signals are connected to coordinate transformation means (18) by means of which the airspeed can be transformed as determined by the angle of incidence and angle of side-slip as aircraft-related airspeed vector into an aircraft-fixed coordinate system. The difference is formed between an inertially obtained inertial speed vector related to an aircraft-fixed coordinate system and the aircraft-related airspeed vector as aircraft-related wind vector. The wind vector is connected to a filter (24) which represents a first-order Markov model for generating an estimated value of the wind vector. Furthermore, the difference is formed between the inertial speed vector and the wind vector as estimated value of the aircraft-related airspeed vector. From the estimated value of the aircraft-related airspeed vector, signals are generated which represent estimated values of the angle of incidence and of the angle of side-slip. Furthermore, a device (36) for checking the flight data sensors for availability and validity is provided which, with a disturbance of flight data sensors, supplies a control signal by means of which the last values of the wind vector before the disturbance of the flight data sensors (sic) so that the Markov filter continues to operate with these stored values as input values.